

# 基于误差修正方法的改进 SINS/ADS

段 宇<sup>1,2,3</sup>, 杨 震<sup>1,2</sup>, 付莹贞<sup>3</sup>

1. 国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073

2. 空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室, 长沙 410073

3. 南昌航空大学通航学院, 南昌 523808



**摘 要** 针对捷联惯导系统(SINS)导航误差累积、定位精度低的问题,利用大气数据系统(ADS)修正 SINS 的状态量,包括失准角、速度误差与位置误差,提出一种 SINS/ADS 误差修正方法,分别对 SINS、基于文献的 SINS/ADS 与本文基于误差修正方法的 SINS/ADS 进行导航仿真与对比,仿真结果验证了该方法能有效抑制误差发散,降低导航误差,提高定位精度。

**关键词** ADS; SINS; 误差修正

中图分类号: V249.3 文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2023)03-0003-08

## Improved SINS/ADS Based on Error Correction Method

Duan Yu<sup>1,2,3</sup>, Yang Zhen<sup>1,2</sup>, Fu Yingzhen<sup>3</sup>

1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China

2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, Changsha 410073, China

3. School of Navigation, Nanchang Hangkong University, Nanchang 523808, China

**Abstract** Aiming at the problem of error accumulation and low long-term positioning precision of the Strapdown inertial navigation system (SINS), an SINS/ADS error correction model is proposed by using the atmospheric data system (ADS) to correct the state amount of SINS, which is based on SINS, literature-based SINS/ADS and SINS/ADS based on error correction model. SINS performed navigation simulation analysis and the simulation results verified that SINS/ADS based on error correction model can effectively suppress error divergence, reduce navigation error and improve positioning precision.

**Key words** ADS; SINS; Error Correction

## 0 引言

SINS 是通过固连于载体上的陀螺仪和加速度

计等惯性敏感元件来测量并计算载体的当前姿态、航行速度与位置的自主式导航系统,是精确制导武器发射后实现空中制导的关键系统<sup>[1]</sup>。由于传感器精度等问题,导航误差随着 SINS 更新算法传播并

收稿日期:2022-09-27

作者简介:段 宇(2001-),男,硕士研究生,主要研究方向为航天动力学与控制,E-mail:duanyu@5017outlook.com;杨 震(1989-),男,博士,副教授,主要研究方向为航天动力学与控制,本文通信作者,E-mail:yangzhen@nudt.edu.cn;付莹贞(1981-),女,博士研究生,讲师,主要研究方向为飞行器导航制导与控制。

不断积累,导致 SINS 长期导航能力弱,影响导弹等飞行器的精准打击能力<sup>[2]</sup>。解决 SINS 发散性问题的方法主要分为两类,一是提高内部传感器精度,二是通过外界信息消除误差累积<sup>[3]</sup>。

传感器的升级离不开陀螺监控技术的发展,陀螺监控技术可以改善陀螺的长期稳定性与漂移问题,从而校准解导航参数,提高导航精度<sup>[4]</sup>,但是在实际生产中,研发高精度 SINS 所需成本较高,低成本、低功耗的 SINS 更容易实现大批生产与装备<sup>[5]</sup>,所以目前已经成熟的陀螺系统将在今后相当长的一段时期内保持优势<sup>[6-7]</sup>。因此,利用外界信息修正 SINS 累积误差具有重要意义。在通过外界信息修正 SINS 的技术中,最成熟的是 SINS/GNSS 组合导航技术<sup>[8]</sup>,全球卫星导航系统(GNSS)通过无线电等技术获得外界信息并辅助 SINS,消除 SINS 的累积误差,该技术定位精度高、适用性好,广泛应用于军事与民用产业<sup>[9]</sup>,但无线电技术的隐蔽性弱,易受同频率下其他信号的干扰和欺骗,动态性能差,大频率射频源也会对接收到的信号产生影响<sup>[10]</sup>。为了保证 SINS 抗干扰性的同时,提高其定位精度,相关学者开始利用大气数据系统(ADS)改进 SINS 导航精度<sup>[11-17]</sup>。

ADS 利用外界大气压获取飞行器的速度、高度等信息,由于早期 ADS 测量误差大,难以得到有效应用,随着传感器技术的提高,ADS 的测量精度得到改善,其不受外界无线电、高度、地形等信息干扰的优点逐步凸显,开始用于辅助导航系统。文献[11]将 GPS 的数据与气压表信息融合,论证了 ADS 的气压高度表修正 GPS 高度通道参数的可行性,提高 GPS 垂直方向上的定位精度,文献[12]利用 ADS 量测的真空速与 GPS 的地速信息得到量测速度信息,并与 SINS 计算的速度信息的差值即速度误差作为系统的量测量,改善了导航系统的速度与高度,但 ADS 与 SINS 的联系不够紧密,而 GPS 信号易受干扰,对 GPS 施加一定干扰后会增大导航误差,寻求 SINS/ADS 的组合方式更为稳妥。文献[13]论证了气压高度表的高度信息辅助光纤捷联惯导的可行性,表明 SINS/ADS 抗干扰性强,对军用类飞机具有一定的实用价值,在国内外文献中,文献[14]将 ADS 的低带宽测量和 SINS 的高带宽信息融合,得到高带宽、低噪声的攻角/侧滑角,文献[15-17]利用载体周围的大气数据信息,建立一阶马尔可夫过程,改善了速度误差或高度误差,但速度量测量是在平

稳气流、低频风的条件下得到,其适用性有限,不能有效降低失准角与经、纬度的位置误差。总体而言,目前有关研究 SINS/ADS 算法的文献较少,而且在现有相关研究中存在算法不深入,大气数据信息利用不充分,ADS 与 SINS 结合不紧密的问题,不能有效改善 SINS 的导航误差,包括失准角、速度误差与位置误差。

本文基于上述研究背景与现状,对 SINS/ADS 导航系统做出改进。由于加速度计偏差通常较小,可以假设:速度矢量的数值不发生变化,方向仅受俯仰角误差的影响。因此,在利用 ADS 修正 SINS 时,不修正 SINS 计算速度矢量的数值,仅修正速度矢量的方向,而速度矢量的方向仅受俯仰角误差的影响,这使得修正前后的水平速度矢量的方向相同,可根据几何关系,通过 ADS 量测速度与 SINS 计算速度的差值得到俯仰角误差,进一步得到对东、北向失准角修正量,东、北、天向速度误差修正量与东、北、天向位置误差修正量,从而提出并建立一种 SINS/ADS 误差修正方法,改善 SINS 的导航误差的同时减小对 SINS 的精度要求,降低 SINS 的研发成本,且 ADS 与 SINS 不对外界发射无线电信息,不受其他信号的干扰与欺骗,能够得到一种定位精度高、抗干扰性、隐蔽性好的 SINS/ADS 导航系统。

## 1 SINS 误差方程

进行 SINS 导航解算前,采用椭球模型近似表示为地球几何形状<sup>[18-19]</sup>。SINS 的导航误差主要包括传感器量测误差、飞行器的姿态、速度、位置误差<sup>[20]</sup>。导航坐标系取东-北-天(E-N-U)当地水平坐标系,得到 SINS 误差方程如式(1)所示<sup>[21]</sup>:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \delta \dot{\mathbf{v}} \\ \delta \dot{\mathbf{p}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{\varphi\varphi} & \mathbf{M}_{\varphi v} & \mathbf{M}_{\varphi} \\ \mathbf{M}_{v\varphi} & \mathbf{M}_{vv} & \mathbf{M}_{vp} \\ \mathbf{0}_{(3 \times 3)} & \mathbf{M}_{pv} & \mathbf{M}_{pp} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{p} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{w}_{ib}^b \\ \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}_{sf}^b \\ \mathbf{0}_{(3 \times 1)} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\phi = [\phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U]^T$  为失准角向量(东-北-天),  $\delta \mathbf{v} = [\delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U]^T$  为速度误差向量(东-北-天),  $\delta \mathbf{p} = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h]^T$  为位置误差向量(纬-经-高),  $\mathbf{C}_b^n$  为由载体坐标系到导航坐标系转换的方向余弦阵,  $\delta \mathbf{w}_{ib}^b$  为量测误差,  $\delta \mathbf{f}_{sf}^b$  为加速度计量测误差。  $\mathbf{M}_{\varphi\varphi} \sim \mathbf{M}_{pp}$  为 SINS 误差方程的相关矩阵,详见文献[21]。

## 2 SINS/ADS 误差修正方法

在动态导航过程中,设飞行器的某一空间位置为坐标原点,经过一段飞行时间后,飞行器到达下一空间点,此时 SINS 的定位会偏离实际位置,而 ADS 修正了 SINS 的高度,SINS/ADS 的定位更靠近实际位置,设坐标原点到 SINS/ADS、SINS 计算的空间位置的位移,分别表示为 SINS/ADS 与 SINS 的计算位移,位移量对应的这段飞行时间被称为修正间隔时间,此后,在一个修正间隔时间内,以初始时刻所对应的 SINS 导航位置为坐标系原点。为简化计算,根据实际情况对 SINS/ADS 做如下假设:

- 1) 在一个修正间隔时间内,SINS 与 SINS/ADS 位移矢量的模相等;
- 2) 在  $x_n o y_n$  平面内, $o$  点为飞行器上一时刻的位置,SINS/ADS 与 SINS 水平位移矢量的方向以及水平速度矢量的方向相同;
- 3) 位置误差在短期内的发散特性小,因此,修正间隔时间一般不小于 30 s;
- 4) 在任意时刻,两种导航系统计算的速度数值相等,速度方向不同;
- 5) 在一个修正间隔时间内,失准角与失准角修正量,速度误差与修正量,高度误差与修正量均为小矢量。

根据假设建立误差修正方法示意如图 1:

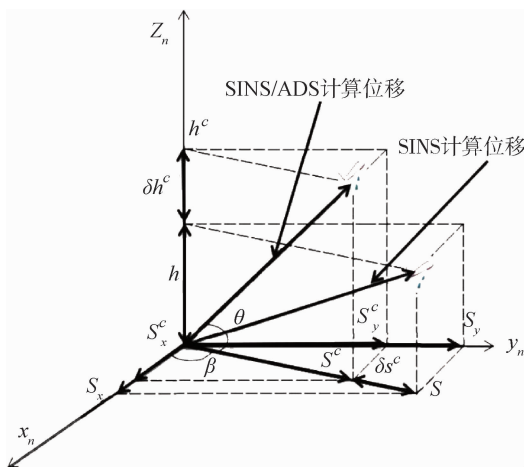


图 1 误差修正示意图

其中:设飞行过程中的已知量测量包括 ADS 量测高度  $h^c$ ,SINS 计算的天向位移量  $h$ ,高度修正量  $\delta h^c$ ,SINS 计算的水平(东、北、天向)位移向量  $S = [S_x \ S_y]^T$ ,东、北向 SINS 计算的速度向量  $V = [V_E \ V_N \ V_U]^T$ ,偏航角  $\beta$ 。

设待求变量为:SINS/ADS 计算的水平位移  $S^c$  水平(东、北向)失准角修正向量  $\phi^c = [\phi_E^c \ \phi_N^c]^T$ ,东、北、天向速度误差修正向量  $\delta V^c = [\delta V_E^c \ \delta V_N^c \ \delta V_U^c]^T$ ,水平(东、北向)位移误差修正向量  $\delta S^c = [\delta S_x^c \ \delta S_y^c]^T$ ,位置误差修正向量(经-纬-高)  $\delta p^c = [\delta L^c \ \delta \lambda^c \ \delta h^c]^T$ 。

根据 ADS 与 SINS 分别解算的高度值之差  $\delta h^c$  与天向速度之差  $\delta \dot{h}^c$ ,建立误差修正方程。SINS/ADS 与 SINS 导航系统的俯仰角与位移量的几何关系如图 1 所示,分别用式(2)和(3)表示:

$$\tan \theta_1 = \frac{\delta h^c + h}{S^c} \tag{2}$$

$$\tan \theta_2 = \frac{h}{S} \tag{3}$$

式中: $\theta_1$  为 SINS/ADS 计算的俯仰角, $\theta_2$  为 SINS 计算的俯仰角。

俯仰角修正误差近似为:

$$\phi^c \approx \tan \phi^c = \tan(\theta_1 - \theta_2) \approx \frac{S}{S^2 + h^2} \delta h^c \tag{4}$$

式中: $\phi^c$  为失准角修正量。

根据等效旋转矢量求解方程<sup>[21]</sup>式:

$$\phi^x = \frac{\phi^c}{2 \sin \phi^c} [D - D^T] \tag{5}$$

式中: $D = I + \sin \phi^c u^x + (1 - \cos \phi^c)(u^x)^2$ , $u = [S_y/S \ -S_x/S \ 0]$ ,SINS 计算矢量绕单位矢量  $u$  旋转  $\phi^c$  角度得到 SINS/ADS 计算矢量。

根据以上模型,将式(4)代入式(5)得到东北向失准角修正量:

$$\begin{bmatrix} \phi_E^c \\ \phi_N^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{S_y}{2(S^2 + h^2)} \\ -\frac{S_x}{2(S^2 + h^2)} \end{bmatrix} \delta h^c \tag{6}$$

对式(6)求导,可推导得失准角修正微分方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_E^c \\ \dot{\phi}_N^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{2hV_U + 2S\dot{S}}{h^2 + S^2} & 0 & \frac{S_y}{h^2 + S^2} & \frac{V_N}{h^2 + S^2} \\ 0 & -\frac{2hV_U + 2S\dot{S}}{h^2 + S^2} & -\frac{S_x}{h^2 + S^2} & -\frac{V_E}{h^2 + S^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_E^c \\ \phi_N^c \\ \delta V_U^c \\ \delta h^c \end{bmatrix} \tag{7}$$

根据图 1 中速度的几何关系,有:

$$\frac{\delta V_E^C}{\delta V_N^C} = \frac{S_x}{S_y} = \frac{V_E}{V_N} = \frac{\dot{V}_E}{\dot{V}_N} = \frac{h}{S_y} \frac{V_E}{V_U} = \frac{V_U}{V_N} \frac{\dot{V}_E}{\dot{V}_U} \quad (8)$$

根据假设 4,有:

$$(V_N + \delta V_N^C)^2 + (V_E + \delta V_E^C)^2 + (V_U + \delta V_U^C)^2 = V_E^2 + V_N^2 + V_U^2 \quad (9)$$

对式(9)进行一阶泰勒展开,有:

$$V_N \delta V_N^C + V_E \delta V_E^C + V_U \delta V_U^C = 0 \quad (10)$$

将式(8)代入式(10),速度误差修正量为:

$$\begin{bmatrix} \delta V_E^C \\ \delta V_N^C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{S_x h}{S^2} \\ -\frac{S_y h}{S^2} \end{bmatrix} \delta V_U^C \quad (11)$$

结合假设 5,天向速度误差修正量有:

$$\phi^C V = \delta V_U^C \quad (12)$$

式中:  $V^C$  为 SINS/ADS 计算的速度,  $V$  为 SINS 计算的速度,  $\delta V_U^C = V^C - V$ , 表示速度误差修正量。

将式(4)代入式(12),得到天向速度误差修正量与天向位移误差修正量的关系:

$$\delta V_U^C = \frac{S^2 V}{(S^2 + h^2)^{\frac{3}{2}}} \delta h^C \quad (13)$$

对式(13)进行微分,有天向速度误差修正微分方程式:

$$\delta \dot{V}_U^C = -\frac{2S\dot{S} + 3hV_U}{S^2 + h^2} \delta V_U^C + \frac{\dot{S}^2 + S\ddot{S}}{S^2 + h^2} \delta h^C \quad (14)$$

对式(11)微分,结合式(8)和(14),推导得速度误差修正微分方程,如式(15)所示:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{V}_E^C \\ \delta \dot{V}_N^C \\ \delta \dot{V}_U^C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{S}}{S} & 0 & -\frac{V_E h}{2S^2} & -\frac{V_E V_U + S_x \ddot{h}}{S^2 + h^2} \\ 0 & -\frac{\dot{S}}{S} & -\frac{V_N h}{2S^2} & -\frac{V_N V_U + S_y \ddot{h}}{S^2 + h^2} \\ 0 & 0 & \frac{2S\dot{S} + 3hV_U}{S^2 + h^2} & \frac{\dot{S}V_U + S\ddot{h}}{S^2 + h^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_E^C \\ \delta V_N^C \\ \delta V_U^C \\ \delta h^C \end{bmatrix} \quad (15)$$

根据图 1 水平位移的几何关系,有:

$$\begin{bmatrix} \delta S_x^C \\ \delta S_y^C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix} \delta S^C \quad (16)$$

式中:  $S^C$  为 SINS/ADS 计算的水平位移量,  $S$  为 SINS 计算的水平位移量,  $\delta S^C = S^C - S$ , 表示水平位移误差修正量,  $\delta S_x^C$  为东向位移修正量,  $\delta S_y^C$  为北向位移修正量。

根据假设 1、2 和 5 可知,  $Z_n$  轴单位向量、SINS 与 SINS/ADS 计算的位移矢量均在同一平面内,  $\delta S^C$  与  $\delta h^C$  的几何关系为:

$$\begin{cases} (S + \delta S^C)^2 + (h + \delta h^C)^2 = S^2 + h^2 \\ 2S \times \delta S^C + (\delta S^C)^2 + 2h \times \delta h^C + (\delta h^C)^2 = 0 \end{cases} \quad (17)$$

设  $f(\delta S^C, \delta h^C) = 2S \times \delta S^C + (\delta S^C)^2 + 2h \times \delta h^C + (\delta h^C)^2$ , 对  $f(\delta S^C, \delta h^C)$  进行一阶泰勒展开,得到:

$$\delta S^C = -\frac{h}{S} \delta h^C \quad (18)$$

结合式(17)和(18)可知东向位移误差修正量与北向位移误差修正量:

$$\begin{bmatrix} \delta S_x^C \\ \delta S_y^C \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix} \frac{h}{S} \delta h^C \quad (19)$$

对式(19)进行微分,根据  $\delta \dot{L}^C = \delta V_N^C / (R_{N_h} \cos L)$ ;  $\delta \dot{\lambda}^C = \delta V_E^C / R_{M_h}$ , 推导得到位置误差修正微分方程:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{L}^C \\ \delta \dot{\lambda}^C \\ \delta \dot{h}^C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{h \sin \beta}{SR_{M_h} \cos L} & -\frac{\dot{S}}{S} & 0 & -\frac{V_U \sin \beta}{SR_{N_h} \cos L} \\ -\frac{h \cos \beta}{SR_{M_h}} & 0 & -\frac{\dot{S}}{S} & -\frac{V_U \cos \beta}{SR_{M_h}} \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_U^C \\ \delta L^C \\ \delta \lambda^C \\ \delta h^C \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中:  $R_{N_h}$  表示卯酉圈主曲率半径与飞行器距地球垂直高度之和,  $R_{M_h}$  表示子午圈主曲率半径与飞行器距地球垂直高度之和。

综上,根据方程式(7)、(15)和(20),可推导出误差修正方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}^C \\ \delta \dot{V}^C \\ \delta \dot{p}^C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{\varphi\varphi}^C & \mathbf{M}_{\varphi v}^C & \mathbf{M}_{\varphi p}^C \\ \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{M}_{vv}^C & \mathbf{M}_{vp}^C \\ \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{M}_{pv}^C & \mathbf{M}_{pp}^C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi^C \\ \delta V^C \\ \delta p^C \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中:姿态修正微分方程的相关矩阵为:

$$\mathbf{M}_{\varphi\varphi}^C = \begin{bmatrix} -\frac{2hV_U + 2S\dot{S}}{h^2 + S^2} & 0 \\ 0 & -\frac{2hV_U + 2S\dot{S}}{h^2 + S^2} \end{bmatrix},$$

$$M_{\varphi v}^C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{S_y}{h^2 + S^2} \\ 0 & 0 & -\frac{S_x}{h^2 + S^2} \end{bmatrix},$$

$$M_{\varphi p}^C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{V_N}{h^2 + S^2} \\ 0 & 0 & -\frac{V_E}{h^2 + S^2} \end{bmatrix},$$

速度误差修正微分方程的相关矩阵为

$$M_{vv}^C = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{S}}{S} & 0 & -\frac{V_E h}{2S^2} \\ 0 & -\frac{\dot{S}}{S} & -\frac{V_N h}{2S^2} \\ 0 & 0 & \frac{2S\dot{S} + 3hV_U}{S^2 + h^2} \end{bmatrix},$$

$$M_{vp}^C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{V_E V_U + S_x \ddot{h}}{S^2 + h^2} \\ 0 & 0 & -\frac{V_N V_U + S_y \ddot{h}}{S^2 + h^2} \\ 0 & 0 & \frac{\dot{S}V_U + S\ddot{h}}{S^2 + h^2} \end{bmatrix},$$

位置误差修正微分方程的相关矩阵为

$$M_{pv}^C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{h \sin \beta}{SR_{Nh} \cos L} \\ 0 & 0 & -\frac{h \cos \beta}{SR_{Mh}} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$M_{pp}^C = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{S}}{S} & 0 & -\frac{V_U \sin \beta}{SR_{Nh} \cos L} \\ 0 & -\frac{\dot{S}}{S} & -\frac{V_U \cos \beta}{SR_{Mh}} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

设修正量为:

$$X^C = [\phi_E^C \ \phi_N^C \ 0 \ \delta V_E^C \ \delta V_N^C \ \delta V_U^C \ \delta L^C \ \delta \lambda^C \ \delta h^C]^T$$

SINS 的导航误差为:

$$X = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h]^T$$

SINS/ADS 的导航误差表达式为:

$$X_{S/A} = X + X^C \tag{22}$$

式中:  $X_{S/A}$  为 SINS/ADS 的导航误差。

通过 ADS 与 SINS 计算的高度值之差得到高度修正量与速度修正量,根据合理的假设建立 SINS/

ADS 误差修正方程,在保证误差修正方程不过度修正 SINS 的情况下,每过一个修正间隔时间,便利用 SINS/ADS 误差修正方程对 SINS 的导航误差进行修正,得到 SINS/ADS 的导航误差。

### 3 动态导航仿真分析

为验证本文提出的基于误差修正方法的 SINS/ADS 的导航精度高,对 SINS,基于文献[15-17]的 SINS/ADS 与基于误差修正方法的 SINS/ADS 进行仿真,对比分析 3 种导航系统的导航精度即失准角、速度误差与位置误差。

首先,利用轨迹发生器生成飞行器理想飞行轨迹,设起点纬度为北纬 45°,航时 1.05 h,航程 729 km,飞行轨迹如图 2 所示。

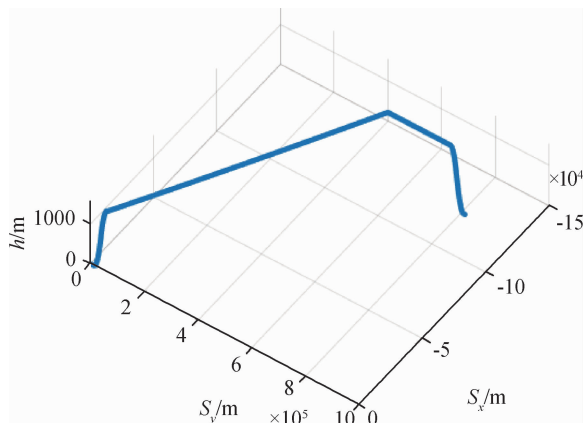


图 2 飞行器飞行轨迹

对 SINS、基于文献[15-17]的 SINS/ADS 与基于误差修正方法的 SINS/ADS 进行动态导航仿真。修正间隔时间取 30 s,参考德国 Leica Geosystems 公司 leica IPAS20 产品配备的 IMU 与 DRUCK 公司的民航通用型双通道航空大气数据测设系统 ADTS552,设置陀螺常值漂移、随机漂移为 0.01(°)/h,加速度零偏、随机漂移为 100 × 10<sup>-6</sup> g、ADS 测量误差为 1 m。设东、北、天向初始速度误差为 0.1 m/s,东、北、天向初始位置误差为 10 m。

经计算,3 种导航系统的导航误差对比如图 3 ~ 5 所示。其中:图 3 为东、北天向失准角对比,图 4 为东、北天向速度误差对比,图 5 为东、北、天向位置误差对比。

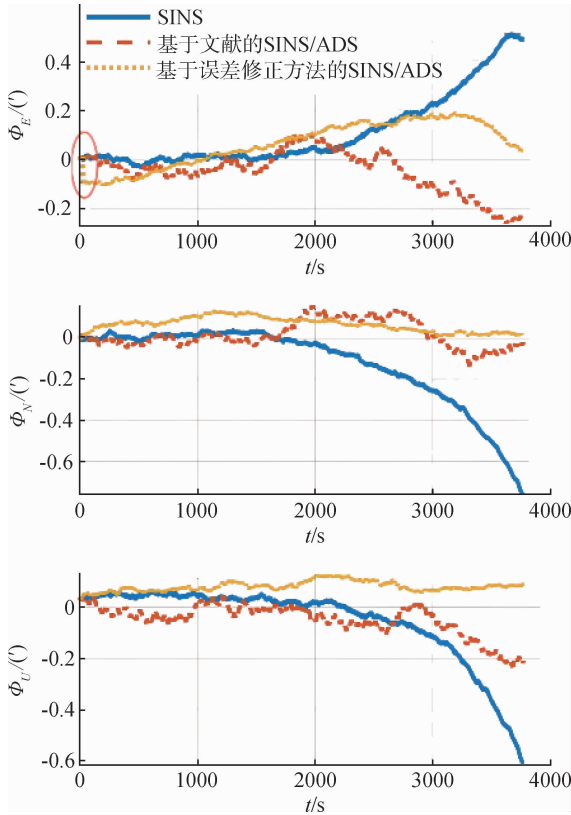


图 3 失准角对比

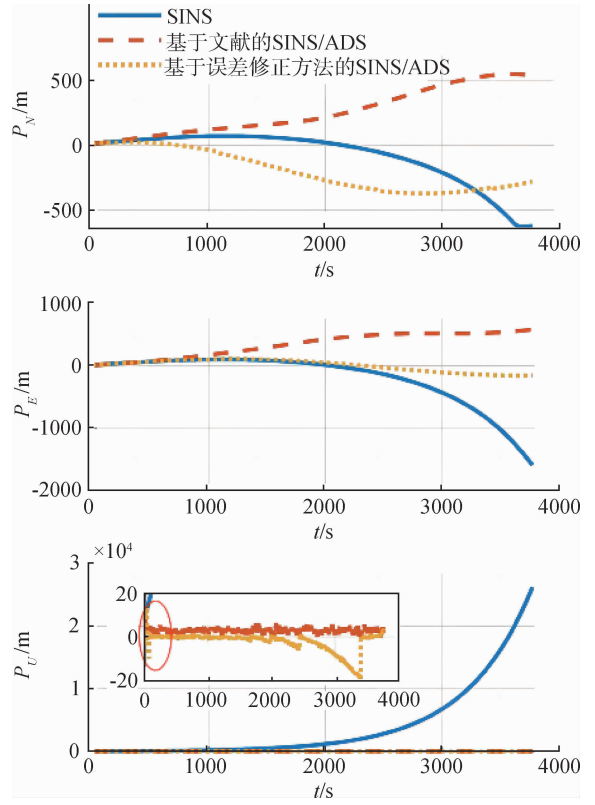


图 5 位置误差对比

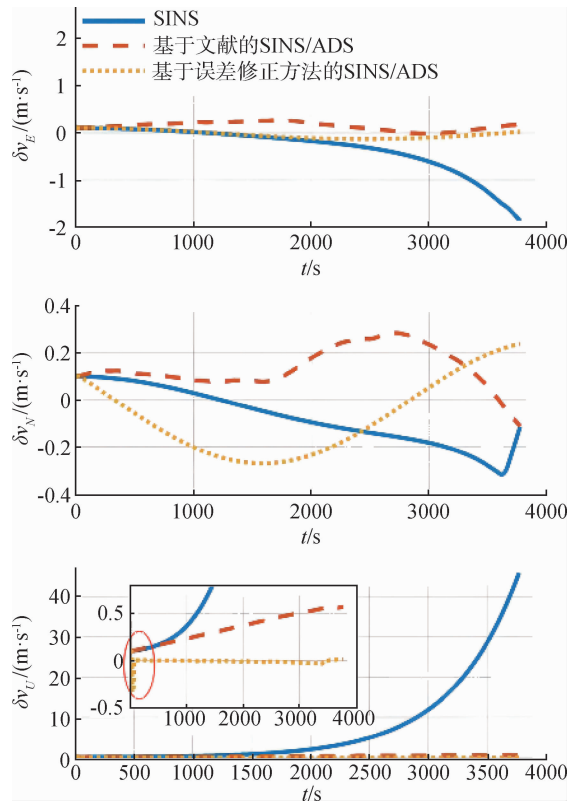


图 4 速度误差对比

的 SINS/ADS 对速度或高度进行了较好的修正,但失准角等其他导航参数误差并未被修正,而导航误差之间会相互传播并影响最终的修正效果,以图 4 和图 5 为例,其东、北向速度误差较小,当东、北向位置误差的发散程度仍然比本文提出的 SINS/ADS 大。而基于误差修正方法的 SINS/ADS 构建了失准角、速度误差和位置误差的修正方程即式(21),再通过式(22)对 SINS 导航误差包括失准角、速度误差与位置误差进行较为全面地修正,可见导航误差发散最小,导航精度最高。

但基于误差修正方法的 SINS/ADS 仍然存在不足之处。一方面,由于在推导过程中对式(4)、(9)和(17)进行了一阶泰勒展开,使得失准角微分方程式(7)、速度误差微分方程式(15)以及位置误差微分方程式(20)中的部分项如  $-\dot{S}/S$  为近似项,当这些近似项的绝对值过大时,即  $\dot{S} \gg S$ , 会导致误差修正量过大,而过度修正导航误差。这往往发生在飞行器水平位移较小的情况下,如飞行器起飞加速阶段与降落减速阶段。为了防止过度修正,对  $-\dot{S}/S$  等量设定阈值,当修正量过大时,不对相关参数进行修正,则会无法及时修正高度误差,如图 5 中类似

根据误差传播原理可知,尽管基于文献[15-17]

于“阶跃”形式的天向位置误差所示。对于这种情况的解决办法是,此时只根据 ADS 的高度量测量修正 SINS 的高度误差,而不通过修正误差微分方程对其他导航参数修正。

另一方面,在导航仿真实验中,由于设置了零时刻的速度误差 0.1 m/s、位置误差 10 m,导致在初始阶段时,修正量过大,部分导航参数的误差容易发生较大的波动。如图 3~5 标记处所示,即基于误差修正方法的 SINS/ADS 在初始时刻的东向失准角、天向速度误差与高度误差,这一现象表明基于误差修正方程不能很好地解决初始时刻的速度与定位不准的问题。

在导航系统的实际应用中,更看重其定位精度。定位精度可通过东、北、天向位置误差与空间位置误差两种方式进行描述,空间位置误差是指在三维空间内,导航系统计算位置偏离实际位置的直线距离。根据上述仿真与结论已知基于误差修正方法的 SINS/ADS 的东、北、天向位置误差较小,现对三种导航系统在空间内的位置误差进行分析,如图 6 所示。

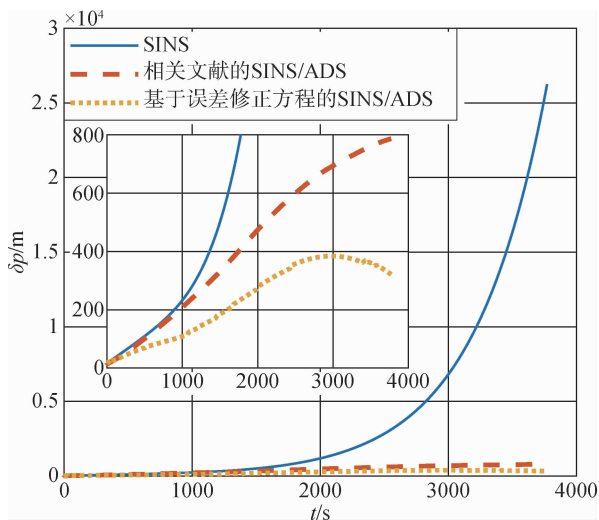


图6 空间位置误差对比

根据图 5 和 6 可知,基于误差修正方法的 SINS/ADS 虽然存在对天向位置误差修正不及时的问题,但是对东、北向位置误差具有很好的修正效果。因此,比文献[15-17]中 SINS/ADS 的空间位置误差更小,精度更高。

对仿真数据进行整理与对比,定量分析 3 种导航系统的导航精度,如表 1 所示。

结合仿真图 3~6 与表 1 可知,从总体上说,基于误差修正方法的 SINS/ADS 导航精度以及定位精

度优于 SINS 与基于文献[15-17]的 SINS/ADS,对失准角、速度误差和位置误差均有较好的修正效果。误差修正方程能够抑制 SINS 的误差发散程度,提高导航与定位精度。

表 1 三种导航系统的导航误差对比情况

导航误差	SINS	基于文献[15-17]的 SINS/ADS	基于误差修正方法的 SINS/ADS
失准角(°)	0.80	0.42	0.15
速度误差(m/s)	45.97	0.70	0.30
位置误差(km)	26.25	0.79	0.38

## 4 结论

利用 ADS 的数据,在动态导航下建立 SINS/ADS 误差方程,导航仿真结果显示:相较于 SINS 与基于现有文献的 SINS/ADS,本文提出的基于误差修正方法的 SINS/ADS 建立了误差修正微分方程,对失准角、速度误差、位置误差都进行了较为全面的修正,同时也表明误差修正方程对 SINS 导航误差的修正效果好,能够有效抑制误差发散,提高 SINS/ADS 导航定位精度。

ADS 与 SINS 分别通过采集大气数据信息与陀螺仪参数获得导航信息,不对外界发射无线电,不存在受外界信号干扰的问题。因此,基于误差修正方法的 SINS/ADS 不仅定位精度高,且抗干扰性强,隐蔽性好,可应用于导弹制导等军用领域。

但是在仿真过程中发现,误差修正微分方程不能很好地修正初始时刻的状态误差,使得初始阶段的修正误差产生阶跃或波动大,可进一步改善误差方程,提高算法精度。

## 参 考 文 献

- [1] Liang Y, Han L, Dong X W, et al. An quantitative method for observability analysis and its application in SINS calibration[J]. Aerospace Science & Technology, 2020, 103: 105881.
- [2] Wang Z W, Qin J Q, Gong L Y. SINS field calibration based on BDII differential positioning [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 62: 108-113.
- [3] 靳凯迪,柴洪洲,宿楚涵,等. DVL/SINS 组合导航技术发展现状及趋势[J]. 导航定位学报, 2022, 10(2): 1-12+92. (Jin Kaidi, Chai Hongzhou, Su Chuhuan, et al. Research status and trend of DVL/SINS integrated navigation technology[J]. Journal of Navigation

- and Positioning, 2022, 10(2): 1-12 + 92.)
- [ 4 ] 周海渊, 倪文秀, 潘良, 等. 静电陀螺监控器几种启动模式比较及应用分析[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(4): 467- 471 + 482. (Zhou Haiyuan, Ni Wenxiu, Pan Liang, et al. Comparison and application analysis on several ESGM starting modes[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(4): 467- 471 + 482.)
- [ 5 ] Ma H N, Lu Z L, Zhang X, et al. High-Accuracy and low-cost attitude measurement unit of the cubeSat. [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2020, 1(1): 1-13.
- [ 6 ] 赵天贺, 汪伟. 基于 MEMS 技术的捷联惯导系统现状[J]. 飞航导弹, 2017(10): 17-21. (Zhao Tianhe, Wang Wei. Evolution of MEMS based strap-down inertial navigation systems[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(10): 17-21.)
- [ 7 ] Yu S B, Wu L D, Chen X Y, et al. Reorganization design of task-oriented space information networks architecture[J]. Chinese Space Science and Technology, 2019, 39(2): 65-72.
- [ 8 ] Grumman N. Assured position, navigation and timing: the future challenge(article)[J]. IHS Jane's Defence Weekly, 2018, 55(13): 1- 4.
- [ 9 ] Fei M, Yang D J. Research of UAV location control system based on SINS, GPS and optical flow[C]//IEEE International Conference on Information Technology, Big Data and Artificial Intelligence (ICIBA), 2020.
- [ 10 ] Birendra K, Samer K, Boris P. Detecting GNSS spoofing of ADS-B equipped aircraft using INS[C]//2020 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2020.
- [ 11 ] 田世君, 皮亦鸣. 基于气压表/GPS 的数据融合算法研究[J]. 电子学报, 2008, (4): 800-803. (Tian Shijun, Pi Yiming. Research of data fusion algorithm based on GPS/Barometric altimeter [J]. Acta Electronica Sinica, 2008(4): 800-803.)
- [ 12 ] Li W Q, Zhang R, Lei H J. Navigation switching strategy-based SINS/GPS/ADS/DVL fault-tolerant integrated navigation system[J]. Journal of Sensors, 2021, 2021.
- [ 13 ] 白宏阳, 薛晓中, 郑玲, 等. 光纤惯导/多普勒雷达/气压高度表组合导航半实物仿真[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(2): 201-204 + 209. (Bai Hongyang, Xue Xiaozhong, Zheng Ling, et al. Semi-physical simulation of FOG-SINS/Doppler/pressure altimeter integrated navigation [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(2): 201-204 + 209.)
- [ 14 ] Yuan X M, Zhu J H, Tan H S, et al. On the combinative method in obtaining angle of attack/sideslip with high bandwidth and low noise[C]//Proceedings of the 30th Chinese Control Conference, 2011.
- [ 15 ] 汤郡郡, 胡伟, 刘祥水, 等. 基于 SINS/TAN/ADS/MCP 的无人机组合导航系统[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(1): 33-38. (Tang Junjun, Hu Wei, Liu Xiangshui, et al. Unmanned aerial vehicle integrated navigation system based on SINS/TAN/ADS/MCP[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(1): 33-38.)
- [ 16 ] 张浩, 肖勇, 杨朝旭, 等. 基于双状态卡方故障检测的组合导航系统[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 53-60. (Zhang Hao, Xiao Yong, Yang Chaoxu, et al. Integrated navigation system based on fault detection using double state Chi-square test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 53-60.)
- [ 17 ] 邓瑀, 严恭敏, 杨小康. 基于 SINS/GNSS/ADS 融合的 MEMS 航姿参考系统研究[C]//惯性技术发展动态发展方向研讨会文集——惯性传感器技术与应用. 中国惯性技术学会, 2020: 168-174.
- [ 18 ] 陈再辉. 独立坐标系椭球变换与坐标换算[J]. 导航定位学报, 2022, 10(2): 170-175. (Chen Zaihui. Independent coordinate system ellipsoid transformation and coordinate conversion [J]. Journal of Navigation and Positioning, 2022, 10(2): 170-175.)
- [ 19 ] Zhu Z S, Zhao B, Guo Y Y, et al. Research on gravity vertical deflection on attitude of position and orientation system and compensation method[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 495-504.
- [ 20 ] Krobka N I. Estimating quantum limits on SINS accuracy based on accurate error equations[J]. Gyroscopy and Navigation, 2014, 5(1): 9-19.
- [ 21 ] 严恭敏, 翁波. 捷联惯导算法与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019.